

This Page Is Inserted by IFW Operations  
and is not a part of the Official Record

## **BEST AVAILABLE IMAGES**

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images may include (but are not limited to):

- BLACK BORDERS
- TEXT CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES
- FADED TEXT
- ILLEGIBLE TEXT
- SKEWED/SLANTED IMAGES
- COLORED PHOTOS
- BLACK OR VERY BLACK AND WHITE DARK PHOTOS
- GRAY SCALE DOCUMENTS

**IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.**

**As rescanning documents *will not* correct images,  
please do not report the images to the  
Image Problem Mailbox.**

**MISSILE LAUNCHING DEVICE OF AIR PLANE**

Patent Number: JP8121995  
Publication date: 1996-05-17  
Inventor(s): MORI SHIGEMI  
Applicant(s): MITSUBISHI HEAVY IND LTD  
Requested Patent: ☐ JP8121995  
Application Number: JP19940263624 19941027  
Priority Number(s):  
IPC Classification: F41F3/06  
EC Classification:  
Equivalents:

---

**- Abstract**

---

**PURPOSE:** To enable a positive launching of a missile to be carried out without consuming a surplus propulsion force of the missile even in the case that a turning acceleration of an air plane is high and a frictional force between a launching device and a missile hanger is high.

**CONSTITUTION:** A launching shaft 9 is moved with high pressure gas 7 within a high pressure gas bomb 8 stored in a launching adapter 3 connected between a pylon 2 arranged at a body of an air plane and a launching device 4 for use in launching a missile 6, and then a missile hanger 14 engaged with it is pushed out in a launching direction of the missile 6.

---

Data supplied from the esp@cenet database - I2

(19) 日本国特許庁 (J.P)

(12) 公開特許公報 (A)

(11)特許出願公開番号

特開平8-121995

(43)公開日 平成8年(1996)5月17日

(51) Int.Cl.<sup>6</sup>

識別記号

室内整理番号

FI

### 技術表示箇所

F 4 1 F 3/06

審査請求 未請求 請求項の数1 OL (全 5 頁)

(21)出願番号 特願平6-263624

(22)出願日 平成6年(1994)10月27日

(71)出願人 000006208

三菱重工業株式会社

東京都千代田区丸の内二丁目5番1号

(72)発明者 森 繁美

愛知県小牧市大字東田中1200番地 三菱重  
工業株式会社名古屋誘導推進システム製作  
所内

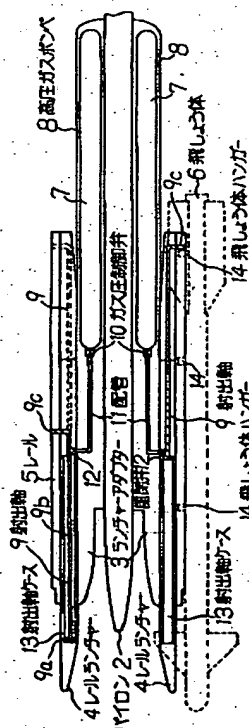
(74)代理人 弁理士 坂間 暁 (外1名)

(54) 【発明の名称】 航空機の飛しょう体発射装置

(57) 【要約】

【目的】 航空機の旋回加速度が大きく、ランチャーと飛しょう体ハンガーとの間の摩擦力が大きい時にも、飛しょう体の推進力を余分に消費することなく確実に飛しょう体を発射できるようにする。

【構成】 航空機の機体に設けられたパイロン2と飛しょう体6を発射するランチャー4との間を接続するランチャーアダプター3に内蔵された高圧ガスボンベ8内の高圧ガス7によって射出軸9を動かし、これに係合する飛しょう体ハンガー14を飛しょう体6の射出方向へ押し出すようにした。



1

2

## 【特許請求の範囲】

【請求項1】 航空機の機体に設けられたパイロンと飛しょう体を射出するランチャーとの間を接続するランチャーアダプターに内蔵された高圧ガスポンベ、及び前記ランチャーに案内されて前記高圧ガスポンベ内の高圧ガスによって飛しょう体の射出方向へ押し出される飛しょう体ハンガーよりなることを特徴とする航空機の飛しょう体発射装置。

## 【発明の詳細な説明】

【0001】

【産業上の利用分野】 本発明は、航空機の旋回加速度の影響を受けることなく飛しょう体を確実に発射することができるようにした航空機の飛しょう体発射装置に関する。

【0002】

【従来の技術】 図4及び図5に、空対空飛しょう体等の飛しょう体の発射に使用される従来の航空機の飛しょう体発射装置を示す。この装置では、航空機の両主翼1の下面に航空機の機軸方向に配置して取付けられたパイロン2の両側に2個の飛しょう体6が取付けられており、全体で飛しょう体6を4体装備するようになっている。この発射装置は航空機の機軸方向に固定して取付けられており、パイロン2の両側にレールランチャー4を固定したランチャーアダプター3が取付けられ、レールランチャー4のレール5を機軸方向に配置して、このレール5に飛しょう体6を支持する飛しょう体ハンガー14が係合している。飛しょう体6の発射時には、飛しょう体6の推進力によってレール5に案内されて飛しょう体ハンガー14が機軸方向の前方へ滑るように移動する。

【0003】

【発明が解決しようとする課題】 飛しょう体が航空機に搭載されて飛行する場合、特に航空機が対象に接近した状況においては、航空機は大きな旋回加速度で機動しなくてはならない。前記の従来の飛しょう体の射出装置ではこのような高機動旋回時に、航空機に搭載されている飛しょう体にも大きな旋回加速度が作用するため、飛しょう体を固定していると飛しょう体ハンガーとランチャーとの間にも大きな負担がかかる。この状況下で飛しょう体を発射した場合、飛しょう体がランチャーを離脱する際に、航空機の高機動に伴う旋回加速度によりランチャーと飛しょう体ハンガー間に生じる摩擦力は相当大きくなる。従って、飛しょう体がランチャーから離脱するためには、その摩擦力に打ち勝つために飛しょう体は必要以上の推進力を消費しなければならない。

【0004】 本発明は、以上の問題点を解決することができる航空機の飛しょう体発射装置を提供しようとするものである。

【0005】

【課題を解決するための手段】 本発明の航空機の飛しょう体発射装置は、航空機の機体に設けられたパイロンと

飛しょう体を射出するランチャーとの間を接続するランチャーアダプターに内蔵された高圧ガスポンベ、及び前記ランチャーに案内されて前記高圧ガスポンベ内の高圧ガスによって飛しょう体の射出方向へ押し出される飛しょう体ハンガーよりなる。

【0006】

【作用】 本発明では、航空機の機体に設けられたパイロンと飛しょう体ランチャーを接続するランチャーアダプター内に高圧ガスポンベが内蔵され、飛しょう体の発射時には、前記高圧ガスポンベ内の高圧ガスによって飛しょう体ハンガーが飛しょう体を伴ってランチャーに案内されて飛しょう体の射出方向へ移動する。従って、航空機に旋回加速度が作用していても、確実に飛しょう体を発射することができる。

【0007】

【実施例】 本発明の一実施例を、図1ないし図3によって説明する。図1は、本実施例の平面図であり、その上半部は飛しょう体の発射後、その下半部は飛しょう体の発射前の状態をそれぞれ示す。図2は本実施例の立面図であり、その右半部は前面図、その左半部は後面図である。図3(a)は本実施例の側面図であり、図3(b)は飛しょう体発射前後の状態を示す本実施例の要部の側面図である。

【0008】 本実施例は、図4及び図5に示すと同様に主翼1の下面に取付けられた飛しょう体発射装置に係るものである。主翼1の下面に航空機の機軸方向に配置して取付けられたパイロン2の両側には、ランチャーアダプター3が取付けられ、同ランチャーアダプター3の側端には航空機の機軸方向に配置されたレールランチャー4が取付けられ、同レールランチャー4のパイロン2と反対側の側端には航空機の機軸方向へ伸び上下に間隔をおいて配置された2個のL字状断面をもつ部材よりなるレール5が設けられている。

【0009】 レールランチャー4には、航空機の機軸方向のシリンダ状の射出軸ケース13が設けられている。同ケース13内には、前端のピストン部9aとこれに接続され航空機の機軸方向後方へ(図1ないし図3中右方へ)延びるロッド部9bをもつ飛しょう体ハンガー14の射出軸9が嵌入されている。前記射出軸9のロッド部9bは射出軸ケース13を貫通して後方へ伸び、同射出軸9の後端部9cは、L字状にパイロン2より遠ざかる方向へ張出しており、この後端部9cは、前記レールランチャー4のレール5に係合して摺動できるようにレール5内に挿入されている。

【0010】 図2に示すように、飛しょう体6を支持する複数の飛しょう体ハンガー14は、前記レールランチャー4のレール5に係合して摺動できるようにレール5内に挿入されており、後部の飛しょう体ハンガー14は前記射出軸9の後端部9cの前面に接触している。

【0011】 前記ランチャーアダプター3には、高圧ガ

スポンベ8が内蔵されており、同高圧ガスポンベ8は、ガス圧制御弁10と開閉弁12をもつ配管11によって前記射出軸ケース13の航空機の機軸方向の後端の部分に接続されている。前記ガス圧制御弁10と開閉弁12は、パイロットからの指令によって制御されるようになっている。

【0012】なお、15は、レール5に設けられ飛しょう体ハンガー14を挿入するためのハンガー取付孔である。

【0013】本実施例では、飛しょう体6の発射前には、飛しょう体ハンガーの射出部9は、図1の上半部の点線と下半部の平行斜線及び図3(b)における符号9Aに示すように航空機の機軸方向の後方に位置しており、その後端部9cの前面が後部の飛しょう体のハンガー14に接触している。

【0014】航空機が対象に接近すると、パイロットの指令によってガス圧制御弁10が作動され、高圧ガスポンベ8内の高圧ガス7が開閉弁12まで注入される。

【0015】飛しょう体6の発射時には、パイロットの指令によって開閉弁12が開かれ、高圧ガス7がレールランチャー4の射出軸ケース13内へ噴出され、同射出軸ケース13内の射出軸9のピストン部9aに作用して射出軸9を、図1の上半部の平行斜線及び図3(b)の符号9Bに示すように航空機の機軸方向前方へ移動する。射出軸9の後端部9cの前面は、後部の飛しょう体ハンガー14に接しているために飛しょう体ハンガー14は、飛しょう体6を伴ってレール5内を射出軸9に連動して飛しょう体6の進行方向である航空機の機軸方向前方へ押し出される。

【0016】以上のように、本実施例では、高圧ガスポンベ8内の高圧ガス7の圧力によって射出軸9、飛しょう体ハンガー14を介して飛しょう体6をその進行方向に押し出すことができ、航空機の旋回加速度が大きくても、確実に飛しょう体6をレールランチャー4から離脱させることができる。従って、余分な推進力を使用することなく飛しょう体の発射を行うことができる。

【0017】

【発明の効果】本発明に係る航空機の飛しょう体発射装置は前記のように構成されており、飛しょう体の発射時

に高圧ガスポンベ内の高圧ガスのガス圧によって飛しょう体ハンガーを押し出すことができるので、航空機が旋回中であっても、ランチャーと飛しょう体ハンガー間に生じる摩擦力を相殺する。従って、発射に当たって飛しょう体は余分な推進力を消費することがなくなり、飛しょう体の飛しょう性能を向上させることができる。

【図面の簡単な説明】

【図1】本発明の一実施例の平面図であり、その上半部は飛しょう体の発射後、その下半部は飛しょう体の発射前の状態をそれぞれ示す。

【図2】同実施例の立面図であり、その右半部は前面図、その左半部は後面図である。

【図3】図3(a)は同実施例の側面図、図3(b)は飛しょう体発射前後の状態を示す同実施例の要部の側面図である。

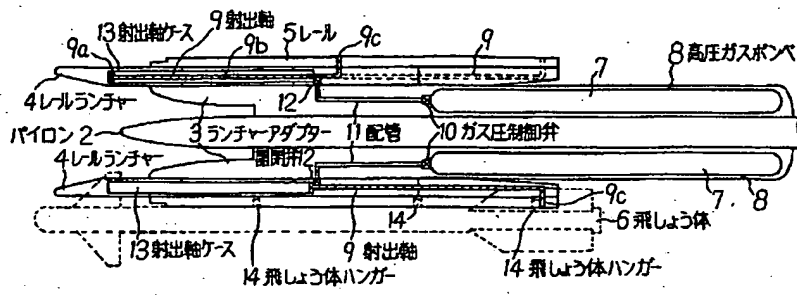
【図4】従来の航空機の飛しょう体発射装置の主要部分を示す斜視図である。

【図5】同従来の航空機の飛しょう体発射装置を示し、図5(a)はその立面図、図5(b)はその平面図である。

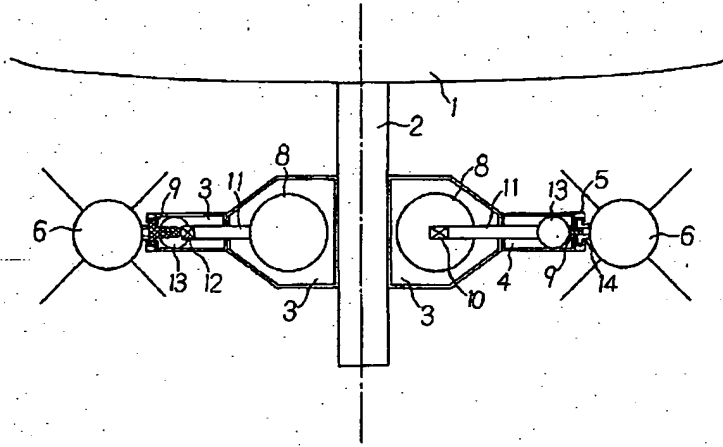
【符号の説明】

- 1 主翼
- 2 バイロン
- 3 ランチャーアダプター
- 4 レールランチャー
- 5 レール
- 6 飛しょう体
- 7 高圧ガス
- 8 高圧ガスポンベ
- 9 射出軸
- 9a 射出軸のピストン部
- 9b 射出軸のロッド部
- 9c 射出軸の後端部
- 10 ガス圧制御弁
- 11 配管
- 12 開閉弁
- 13 射出軸ケース
- 14 飛しょう体ハンガー

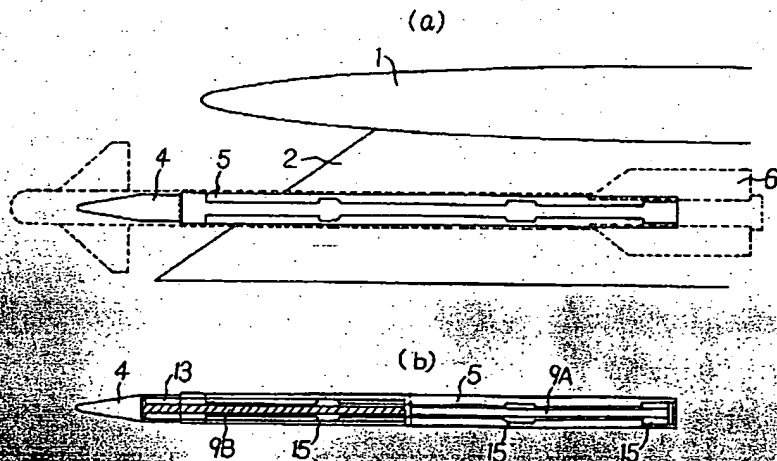
【図 1】



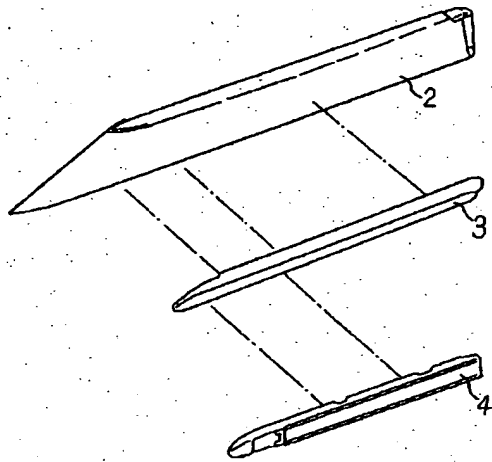
【図 2】



【図3】



【図4】



【図5】

